

DOI:10.11918/202505015

航天器预定时间避碰编队跟踪的 CBF 控制策略

任丹梅¹, 周 荻³, 李 昂¹, 史晓宁²

(1. 南京理工大学紫金学院 智能控制学院, 南京 210000; 2. 江苏科技大学 自动化学院, 江苏 镇江 212000; 3. 哈尔滨工业大学 航天学院, 哈尔滨 150000)

摘要: 为了显著提升航天器编队协同控制的响应速度, 满足严格时间窗口的编队任务要求, 设计一种新型预定时间保性能控制框架。该框架旨在同时应对编队系统中普遍存在的 3 个关键问题: 航天器感知范围受限、执行机构饱和约束及编队成员间的碰撞规避。首先, 结合误差转换技术与滑模控制方法, 构建了控制李雅普诺夫函数条件, 不仅能保障系统在预定时间内实现编队目标, 同时保证了预设的瞬态响应性能和稳态精度。其次, 通过引入高阶控制障碍函数, 实现了对相邻航天器间相对距离的精确管控, 在维持编队通信拓扑连通性的同时, 有效规避了碰撞风险。进一步, 采用二次规划方法求解最优控制量, 在考虑执行机构饱和约束的前提下, 实现了预定时间收敛、拓扑连通保持和碰撞规避的多目标协同优化。最后, 通过数值仿真对所提控制框架的有效性进行了系统验证, 结果表明, 该方案在满足多种约束条件下具有良好的控制性能和可靠性。

关键词: 航天器编队飞行; 预定时间收敛; 执行机构饱和; 避碰; 连通性保持

中图分类号: V448.2 **文献标志码:** A **文章编号:** 0367-6234(2026)03-0110-10

Prescribed-time collision-free formation tracking control for multiple spacecraft using control barrier functions

REN Danmei¹, ZHOU Di³, LI Ang¹, SHI Xiaoning²

(1. School of Intelligent Control, Nanjing University of Science and Technology Zijin College, Nanjing 210000, China;
2. School of Automation, Jiangsu University of Science and Technology, Zhenjiang 212000, Jiangsu, China;
3. School of Astronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin 150000, China)

Abstract: To significantly enhance the response speed of spacecraft formation coordination and meet strict time-window requirements for formation missions, this paper develops a novel prescribed-time performance-guaranteed control framework. This framework effectively addresses three critical challenges prevalent in formation systems: limited perception range, actuator saturation constraints, and inter-agent collision avoidance requirements. First, by integrating error transformation technique with sliding mode control, a control Lyapunov function condition is constructed. This design not only ensures the system meets strict timing requirements for formation tasks, but also guarantees prescribed transient response characteristics and steady-state performance metrics. Second, through the establishment of high-order control barrier functions, precise regulation of relative distances between adjacent spacecraft is achieved, maintaining formation communication topology connectivity while effectively preventing collision risks. Furthermore, this study employs quadratic programming to solve for optimal control inputs, realizing multi-objective coordinated optimization of prescribed-time convergence, topology connectivity maintenance, and collision avoidance control under actuator saturation constraints. To validate the effectiveness of the proposed control framework, systematic performance verification is conducted through numerical simulations. The simulation results fully demonstrate the reliability and superiority of the proposed control scheme in satisfying all specified constraints.

Keywords: spacecraft formation flying; prescribed-time convergence; actuator saturation; collision avoidance; connectivity maintenance

在过去几十年间, 航天器编队飞行 (spacecraft formation flying, SFF) 系统凭借其显著的成本效益

和任务执行灵活性, 已成为空间科学和太空探索领域的关键技术范式, 在学术界和工程界引发了持续

收稿日期: 2025-05-09; 录用日期: 2025-07-14; 网络首发日期: 2025-11-17

网络首发地址: <https://link.cnki.net/urlid/23.1235.T.20251117.1026.002>

基金项目: 江苏省高校自然科学基金(21KJB510020); 南京理工大学紫金学院科研团队(ZJSRT2023003); 南京理工大学紫金学院校级科研项目(2025ZRKX0401011); 南京理工大学紫金学院聚智高端人才科研启动项目(2024ZK0002)

作者简介: 任丹梅(1991—), 女, 讲师; 周 荻(1969—), 男, 教授, 博士生导师

通信作者: 史晓宁, sxnangel886@126.com

的研究热潮。该系统通过保持特定几何构型来完成既定任务,因而协同控制技术对编队飞行任务具有决定性作用。近年来,研究人员已采用多种控制策略(如自适应控制、滑模控制、鲁棒控制和最优控制等)对航天器协同控制问题展开了深入探索^[1]。

在深空探测、对地观测等关键任务中,多航天器编队系统常面临严格的时间窗口约束,对控制系统的收敛时间性能提出了极高要求。传统的渐近稳定控制方法虽然能保证系统最终收敛,却难以胜任具有精确时序要求的任务场景。为此,学者们将有限时间控制理论引入多航天器编队控制领域^[2-3]。这类方法借助终端吸引子等机制,显著提升了系统的收敛速度和鲁棒性,但其收敛时间仍受初始状态的影响,在突发工况下可能出现响应延迟。为了提升系统的时间确定性,学者们开展了基于固定时间的多航天器编队飞行控制的研究^[4-7],通过构造特殊形式的李雅普诺夫函数,获得了与初始状态无关的收敛时间上界。然而,该方法确定的收敛时间通常依赖控制器参数进行估计,存在较大保守性,且无法实现用户自主设定。针对这一局限,预定时间控制方法应运而生,并取得重要进展。如文献[8-9]基于预定时间理论设计了滑模控制策略,有效解决了考虑输入饱和约束的多航天器编队相对运动控制和基于旋转矩阵的姿态协同控制问题;文献[10-12]则通过设计新型预定时间性能函数,分别实现了航天器姿态控制、姿态协同与姿轨协同系统的高精度时间约束,为满足复杂空间任务中的严格时间窗口要求提供了新的技术途径。

然而,上述研究大多忽略了SFF系统在机动过程中的避碰问题。确保整个任务期间的安全间距是SFF系统的核心需求,特别是在密集编队场景下,亟需开发具备实时避碰能力的控制方法。人工势函数(artificial potential function, APF)法因算法简便、计算效率高等优点,常被视为最具工程应用前景的解决方案之一。文献[13-14]分别针对欠驱动和全驱动SFF系统,提出了基于势能函数的避碰协同控制策略。文献[15]针对存在空间摄动和推进器故障的多航天器系统,开发了融合扰动观测器的协同控制方案,通过引入指数型人工势函数有效解决了航天器间碰撞规避问题。文献[16]结合滑模技术攻克了多航天器的固定时间位置协同控制的技术难题。此外,模型预测控制(model predictive control, MPC)作为基于滚动优化的先进控制方法,在SFF

避碰控制中展现出独特优势。文献[17-18]分别针对航天器的姿态动力学和线性化轨道动力学,设计了基于MPC的协同避碰控制策略,该方法虽然在线处理多种约束方面具有显著优势,但由于需要在线求解优化问题,对星载计算机的实时计算能力有较高的要求。需要特别指出的是,受星载传感设备的物理限制,航天器的环境感知能力存在固有局限,为此,学术界在连通性保持方面进行了研究。文献[19]结合APF和滑模技术,提出了两种分布式协同控制策略,实现了多障碍物环境下的编队系统的连通性保持和避碰。文献[20-21]通过引入预设性能函数,分别开发了具备连通性保持和避碰功能的姿轨一体化控制策略和轨道协同控制算法,在确保编队安全性的同时,显著提升了系统的瞬态和稳态性能。然而,上述研究存在关键性局限:理论分析仅能保证系统渐近稳定,收敛时间无法预先确定,难以满足深空探测等任务严格的时间窗口要求。

基于上述研究背景,本文重点研究同时考虑通信连通性保持与避碰的航天器预定时间编队跟踪控制问题,构建控制李雅普诺夫函数条件,保证编队协同误差满足预设的收敛速度、瞬态性能及稳态精度。

1 问题描述

1.1 坐标系与动力学模型

考虑由 N 个跟随航天器构成的多航天器编队系统,定义两类核心坐标系:地心惯性坐标系(earth-centered inertial, ECI),表示为 $\mathcal{F}_I = \{X_I, Y_I, Z_I\}$;局部垂直局部水平坐标系(local vertical local horizontal, LVLH),表示为 $\mathcal{F}_L = \{X_L, Y_L, Z_L\}$,该坐标系的原点设置在领航航天器的质心上,坐标系的 X_L 轴沿着径向指向,与地心至虚拟航天器质心的连线方向重合, Z_L 轴沿着轨道平面的正法向, Y_L 轴位于轨道平面内,与 X_L, Z_L 轴构成右手正交系,通常指向虚拟航天器运动方向或轨道切向。航天器编队系统的示意图见图1。其中虚拟航天器为跟随航天器提供参考位置和速度信息。 $\mathbf{R}_c = [R_c, 0, 0]^T$ 为地心到虚拟领航航天器的距离向量,其中 $R_c = a_c(1 - e_c^2)/(1 + e_c \cos \theta)$, θ, a_c, e_c 分别为真近点角、轨道半长轴和轨道偏心率。 $\mathbf{p}_i = [p_{ix}, p_{iy}, p_{iz}]^T \in \mathbb{R}^3, i = 1, \dots, N$ 为第 i 个跟随航天器相对于虚拟领航者的位置向量, $\mathbf{v}_i \in \mathbb{R}^3$ 为相应的相对速度向量,则其相对运动动力学模型为

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{p}}_i = \mathbf{v}_i \\ m_i \dot{\mathbf{v}}_i + \mathbf{C}_i \mathbf{v}_i + \mathbf{D}_i \mathbf{p}_i + \mathbf{n}_i = \mathbf{f}_i \end{cases} \quad (1)$$

式中： m_i 为第 i 个航天器的质量； \mathbf{f}_i 为实际的控制输入； $\mathbf{C}_i = 2m_i [0, -\dot{\theta}, 0; \dot{\theta}, 0, 0; 0, 0, 0]$ 为反对称矩阵； $\mathbf{n}_i = m_i \mu [R_c/r_i^3 - 1/R_c^2, 0, 0]^T$ 为重力向量， $r_i = \sqrt{(R_c + p_{ix})^2 + p_{iy}^2 + p_{iz}^2}$ 为第 i 个航天器与地心之间的距离， μ 为地球的重力常量； \mathbf{D}_i 为非线性项：

$$\mathbf{D}_i = m_i \begin{pmatrix} \mu/r_i^3 - \dot{\theta}^2 & -\ddot{\theta} & 0 \\ \ddot{\theta} & \mu/r_i^3 - \dot{\theta}^2 & 0 \\ 0 & 0 & \mu/r_i^3 \end{pmatrix}$$

式中：真近点角 θ 相对于时间的一阶导数和二阶导数分别为 $\dot{\theta} = n_c (1 + e_c \cos \theta)^2 / (1 - e_c^2)^{3/2}$ ， $\ddot{\theta} = -2n_c^2 e_c (1 + e_c \cos \theta)^3 \sin \theta / (1 - e_c^2)^3$ ，其中 $n_c = \sqrt{\mu/a_c^3}$ 为虚拟领航航天器的平均轨道角速度。

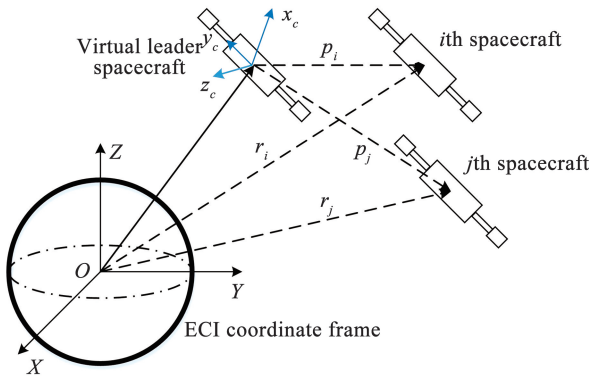


图 1 航天器编队飞行示意图

Fig. 1 Schematic diagram of the SFF system

1.2 控制目标

针对式(1)描述的 SFF 系统的非线性相对运动学模型，设计领航-跟随编队控制策略。该策略需实现以下 3 个核心目标：首先，系统能够在预设的时间内快速收敛并稳定于期望编队构型，同时跟踪参考轨迹；其次，在整个瞬态过程中，须严格避免成员间的碰撞；最后，还需确保编队成员间的通信网络始终保持连通。

- 1) 预设时间编队跟踪： $\lim_{t \rightarrow T_f} \|\mathbf{p}_i - \mathbf{y}_i\| \leq \varepsilon_0$ ，其中 T_f 为用户指定的收敛时间；
- 2) 碰撞避免任务： $\|\mathbf{p}_i - \mathbf{p}_j\| > h_{\text{safe}}, j = 1, 2, \dots, N$ ；
- 3) 连通性保持任务： $\|\mathbf{p}_i - \mathbf{p}_j\| < h_{\text{comm}}, j \in N_i$ 。

注释 1 航天器编队协同控制中，碰撞避免与障碍物规避属于不同层级的约束问题，二者在任务需求与理论方法上存在本质差异：碰撞避免是针对编队成员间的安全距离；障碍物规避是针对航天器与环

境障碍物的距离，该约束维度与障碍物运动特性密切相关。本研究聚焦多航天器间碰撞避免的分布式协同控制，通过高阶控制障碍函数与预定时间性能函数联合设计，确保编队系统的安全性。障碍物规避问题由于涉及动态环境感知与障碍物运动预测等复杂因素，将作为独立研究方向在后续工作中深入探讨。

1.3 图论

本文利用无向通信图 $G = \{V, \varepsilon\}$ 来描述航天器间的信息交互关系，其中， $\varepsilon \subseteq V \times V$ 和 $V = \{1, 2, \dots, N\}$ 分别为边集合和顶点集合。边 (v_i, v_j) 为第 i 个航天器与第 j 个航天器之间存在双向信息交互。邻接矩阵 $\mathbf{A} = [a_{ij}] \in \mathbb{R}^{N \times N}$ 是一个非负矩阵，若 $(v_j, v_i) \in \varepsilon$ ，则 $a_{ij} > 0$ ，否则 $a_{ij} = 0$ 。定义 Laplacian 矩阵 $\mathbf{L} = [l_{ij}] \in \mathbb{R}^{N \times N}$ ：对角线元素 $l_{ii} = \sum_{j=1, j \neq i}^N a_{ij}$ ，非对角线元素 $l_{ij} = -a_{ij} (i \neq j)$ 。通常假设不存在自循环，也即 $a_{ii} = 0$ 。假设 \bar{G} 是 N 个跟随者和虚拟领航者之间的通信拓扑，其中领航者仅能发出信息，并不能从其他航天器那里获得信息。若第 i 个航天器能够获得领航者的信息，则 b_i 为一个正实数，否则为零。那么相应的 Laplacian 矩阵 \mathbf{M} 定义为 $\mathbf{M} = \mathbf{L} + \mathbf{B}$ ，其中， $\mathbf{B} = \text{diag}(b_1, b_2, \dots, b_N)$ 。

引理 1 若通信图 \bar{G} 是连通的，即从领航者到每个跟随航天器都存在信息传输路径，则矩阵 $\mathbf{M} = \mathbf{L} + \mathbf{B}$ 是正定的。

2 控制器设计

2.1 预定时间稳定控制李雅普诺夫函数约束

为了确保系统的稳定性，基于反步法构建控制李雅普诺夫函数。记 $\Delta_i \in \mathbb{R}^3 (i = 1, \dots, n)$ 为第 i 个航天器相对于编队中心的期望位置向量。那么， $\Delta_{ij} = \Delta_i - \Delta_j$ 为第 i 个航天器与第 j 个航天器间的期望位置偏差。在这种情况下，第 i 个航天器的跟踪误差为 $\mathbf{e}_{f,i} = \mathbf{p}_i - \Delta_i - \mathbf{y}_r$ 。全局编队跟踪误差 \mathbf{e}_i 为

$$\mathbf{e}_i = \sum_{j \in N_i} a_{ij} [(\mathbf{p}_i - \Delta_i) - (\mathbf{p}_j - \Delta_j)] + b_i (\mathbf{p}_i - \Delta_i - \mathbf{y}_r) \quad (2)$$

定理 1 当编队误差 \mathbf{e}_i 收敛到原点附近的小邻域内时，系统即可实现期望的编队构型。

证明： 令 $\mathbf{e} = [e_1, \dots, e_N]^T$ ， $\mathbf{p} = [p_1, \dots, p_N]^T$ ， $\Delta = [\Delta_1, \dots, \Delta_N]^T$ ，则式(2)等价于

$$\mathbf{e} = ((\mathbf{L} + \mathbf{B}) \otimes \mathbf{I}_3) \tilde{\mathbf{p}} \quad (3)$$

式中: $\tilde{\mathbf{p}} = \mathbf{p} - \Delta - (1_N \otimes \mathbf{I}_3) \mathbf{y}_r$, 1_N 为 $N \times 1$ 维的全 1 向量。根据引理 1, 矩阵 $\mathbf{L} + \mathbf{B}$ 是正定的, 所以当编队误差 \mathbf{e}_i 收敛到原点附近的小邻域内时, 系统即可实现期望的编队构型。

为了实现编队误差的预定时间收敛, 针对第 k 个误差分量构建如下预定时间性能函数 $\rho_{ik}(t)$:

$$\rho_{ik}(t) = \begin{cases} \alpha_{k,3}t^6 + \alpha_{k,2}t^4 + \alpha_{k,1}t^2 + \alpha_{k,0}, & 0 \leq t \leq T_f \\ \rho_{ik,\infty}, & t > T_f \end{cases} \quad (4)$$

式中: $k = 1, 2, 3$; $T_f > 0$ 为用户设计的系统收敛时间; 时间变量 t 是性能函数 $\rho_{ik}(t)$ 的自变量, 用以度量系统启动后所经历的时间。常数 $\rho_{ik,\infty}$ 决定了用户设定的稳态值。参数 $\alpha_{k,j}$ ($j = 0, 1, 2, 3$) 的设计需满足:

$$\begin{cases} \alpha_{k,0} = \rho_{ik,0} \\ \alpha_{k,1} = -3(\rho_{ik,0} - \rho_{ik,\infty})/T_f^2 \\ \alpha_{k,2} = -\alpha_{k,1}/T_f^2 \\ \alpha_{k,3} = -\alpha_{k,2}/3T_f^2 \end{cases} \quad (5)$$

式中: $\rho_{ik,0}$ 是性能函数 $\rho_{ik}(t)$ 的初值。若所设计的控制策略能够保证跟踪误差 e_{ik} 的每个分量都严格地在下列边界内演化, 则系统能够实现预设定的瞬态和稳态性能:

$$-\delta_{ik}\rho_{ik}(t) < e_{ik}(t) < \bar{\delta}_{ik}\rho_{ik}(t) \quad (6)$$

式中: $0 < \delta_{ik}, \bar{\delta}_{ik} \leq 1$ 。 $\delta_{ik} = \max\{\underline{\delta}_{ik}, \bar{\delta}_{ik}\}$, 则常数 δ_{ik} 、 $\rho_{ik,\infty}$ 表示编队误差 $e_{ik}(t)$ 的稳态误差的上边界; $\bar{\delta}_{ik}$ 、 $\rho_{ik,0}$ 和 $-\delta_{ik}\rho_{ik,0}$ 分别为编队误差 $e_{ik}(t)$ 的正超调量上边界、负超调量下边界。

为了便于控制器设计, 引入误差变换将受约束的误差动力学系统等价转换为无约束系统:

$$\xi_{ik}(t) = \frac{1}{2k_{ik}} \ln \left(\frac{\bar{\delta}_{ik}\lambda_{ik}(t) + \bar{\delta}_{ik}\delta_{ik}}{\delta_{ik}\underline{\delta}_{ik} - \delta_{ij}\lambda_{ik}(t)} \right) \quad (7)$$

式中: $\lambda_{ik}(t) = e_{ik}(t)/\rho_{ik}(t)$, $k_{ik} > 0$ 。记 $\xi_i = [\xi_{i1}, \xi_{i2}, \xi_{i3}]^T$ 。那么, 变量 ξ_i 的时间导数可以表示为

$$\dot{\xi}_i = \mathbf{E}_i(\dot{\mathbf{e}}_i - \mathbf{N}_i \mathbf{e}_i) \quad (8)$$

式中: $\mathbf{E}_i = \text{diag}\{E_{i1}, E_{i2}, E_{i3}\}$; $\mathbf{N}_i = \text{diag}\{N_{i1}, N_{i2}, N_{i3}\}$ 。

$$\begin{cases} E_{ik} = \frac{1}{2k_{ik}\rho_{ik}} \left(\frac{1}{\lambda_{ik} - \delta_{ik}} - \frac{1}{\lambda_{ik} + \bar{\delta}_{ik}} \right) \\ N_{ik} = \frac{\dot{\rho}_{ik}}{\rho_{ik}} \end{cases} \quad (9)$$

结合动力学方程(1), 变量 ξ_i 的时间导数为

$$\dot{\xi}_i = \boldsymbol{\omega}_i \mathbf{E}_i \left(\mathbf{v}_i - \frac{1}{\boldsymbol{\omega}_i} \sum_{j \in N_i} a_{ij} \mathbf{v}_j - \frac{b_i}{\boldsymbol{\omega}_i} \dot{\mathbf{y}}_r - \frac{1}{\boldsymbol{\omega}_i} \mathbf{N}_i \mathbf{e}_i \right) \quad (10)$$

式中: $\boldsymbol{\omega}_i = \sum_{j \in N_i} a_{ij} + b_i$ 。

设计虚拟期望速度 \mathbf{v}_{di} 为

$$\mathbf{v}_{di} = \frac{1}{\boldsymbol{\omega}_i} \sum_{j \in N_i} a_{ij} \mathbf{v}_j + \frac{b_i}{\boldsymbol{\omega}_i} \dot{\mathbf{y}}_r + \frac{1}{\boldsymbol{\omega}_i} \mathbf{N}_i \mathbf{e}_i \quad (11)$$

那么 ξ_i 的动力学模型为

$$\dot{\xi}_i = \tilde{\mathbf{E}}_i \mathbf{e}_{vi} \quad (12)$$

式中: $\tilde{\mathbf{E}}_i = \boldsymbol{\omega}_i \mathbf{E}_i$; $\mathbf{e}_{vi} = \mathbf{v}_i - \mathbf{v}_{di}$ 。为了实现控制目标, 引入滑模变量:

$$\mathbf{s}_i = \mathbf{e}_{vi} + \mathbf{A}_i \xi_i \quad (13)$$

式中: \mathbf{A}_i 为对角正定矩阵。那么转换后的系统动力学模型为

$$\dot{\chi}_i = \mathbf{F}_i + \mathbf{G}_i \mathbf{f}_i \quad (14)$$

式中: $\chi_i = [\xi_i^T, \mathbf{e}_{vi}^T]^T$;

$$\mathbf{F}_i = \begin{pmatrix} \tilde{\mathbf{E}}_i \mathbf{e}_{vi} \\ \frac{1}{m_i} (-\mathbf{C}(\mathbf{v}_i) \mathbf{v}_i - \mathbf{D}(\mathbf{v}_i) \mathbf{p}_i - \mathbf{n}_i) - \dot{\mathbf{v}}_{di} \end{pmatrix};$$

$$\mathbf{G}_i = \begin{pmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \frac{1}{m_i} \mathbf{I}_3 \end{pmatrix}。$$

结合式(12)和式(13), 可得:

$$\dot{\xi}_i = -\tilde{\mathbf{E}}_i \mathbf{A}_i \xi_i + \tilde{\mathbf{E}}_i \mathbf{s}_i \quad (15)$$

显然, 这是一个关于变量 ξ_i 的稳定一阶微分方程, 其输入项为 $\tilde{\mathbf{E}}_i \mathbf{s}_i$ 。因此, 若初始条件有界, 则 $\mathbf{s}_i(t)$ 的有界性将保证 $\xi_i(t)$ 和 $\mathbf{e}_i(t)$ 的有界性。当 t 趋于无穷大时, 若 $\mathbf{s}_i(t)$ 趋于零, 则向量 $\xi_i(t)$ 和 $\mathbf{e}_i(t)$ 同样趋近于零。最重要的是, $\mathbf{s}_i(t)$ 的有界性意味着跟踪误差 $\mathbf{e}_i(t)$ 的预设性能指标得以实现。

为了驱使滑模变量 $\mathbf{s}_i(t)$ 收敛到零, 考虑 Lyapunov 函数:

$$V_i = \frac{1}{2} \mathbf{s}_i^T \mathbf{s}_i \quad (16)$$

对式(16)求时间的导数, 并代入运动动力学模型(1), 可得:

$$\dot{V}_i = \mathbf{s}_i^T \left(\frac{1}{m_i} \mathbf{f}_i - \frac{1}{m_i} (\mathbf{C}_i \mathbf{v}_i + \mathbf{D}_i \mathbf{p}_i + \mathbf{n}_i) - \dot{\mathbf{v}}_{di} + \mathbf{A}_i \tilde{\mathbf{E}}_i \mathbf{e}_{vi} \right) \quad (17)$$

为了实现渐近稳定性, 设计镇定控制器:

$$\mathbf{f}_{ci} = \mathbf{C}_i \mathbf{v}_i + \mathbf{D}_i \mathbf{p}_i + \mathbf{n}_i + m_i \dot{\mathbf{v}}_{di} - m_i \mathbf{A}_i \tilde{\mathbf{E}}_i \mathbf{e}_{vi} - m_i k_i \mathbf{s}_i \quad (18)$$

在控制输入的作用下, V_i 的时间导数为

$$\dot{V}_i = -k_i \mathbf{s}_i^T \mathbf{s}_i \quad (19)$$

根据李雅普诺夫稳定性定理,滑模变量 s_i 将在时间趋于无穷时收敛到零。因此, V_i 可作为多航天器编队系统的控制李雅普诺夫函数,保证系统预设时间稳定。

2.2 控制障碍函数约束

通过高阶控制障碍函数将避碰和连通性保持约束转换为控制输入约束,确保多航天器系统始终保持安全状态,即成员航天器间的距离被严格地限制在预定义的安全区间 $[h_{\text{safe}}, h_{\text{comm}}]$ 内。首先给出关于障碍控制函数的定义和引理。

定义 1 针对如下仿射控制系统:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}) + \mathbf{g}(\mathbf{x})\mathbf{u} \quad (20)$$

式中: $\mathbf{x} \in \mathbb{R}^n$; $\mathbf{f}: \mathbb{R}^n \rightarrow \mathbb{R}^n$ 是局部 Lipschitz 的, $\mathbf{u} \in U$, U 是一个控制约束集合,定义集合 $C \subset \mathbb{R}^n$:

$$\begin{cases} C = \{\mathbf{x} \in \mathbb{R}^n : b(\mathbf{x}) \geq 0\} \\ \partial C = \{\mathbf{x} \in \mathbb{R}^n : b(\mathbf{x}) = 0\} \\ \text{Int}(C) = \{\mathbf{x} \in \mathbb{R}^n : b(\mathbf{x}) > 0\} \end{cases} \quad (21)$$

式中: $b: C \rightarrow \mathbb{R}$ 是一个连续可微的函数。如果存在一个 K 类函数 $\alpha(\cdot)$,使得对所有的 $\mathbf{x} \in C$ 都有下式成立:

$$\sup_{\mathbf{u} \in U} [\mathbf{L}_f b(\mathbf{x}) + \mathbf{L}_g b(\mathbf{x})\mathbf{u} + \alpha(b(\mathbf{x}))] \geq 0 \quad (22)$$

式中: $\mathbf{L}_f b(\mathbf{x})$ 、 $\mathbf{L}_g b(\mathbf{x})$ 分别为函数 $b(\mathbf{x})$ 沿着向量场 f 和 g 的李导数。那么函数 $b(\mathbf{x})$ 被称为集合 C 上的控制障碍函数。

引理 2 对于定义 1 中给定的集合 $C = \{\mathbf{x} \in \mathbb{R}^n : b(\mathbf{x}) \geq 0\}$,若连续可微函数 $b: \mathbb{R}^n \rightarrow \mathbb{R}$ 是定义域 D 上的控制障碍函数,则满足 $\mathbf{u}(t) \in K_{\text{cbf}}(\mathbf{x})$ 的 Lipschitz 连续控制器 $\mathbf{u}(t): D \rightarrow U$ 将使得集合 C 对于模型(1)是前向不变的,其中:

$$K_{\text{cbf}}(\mathbf{x}) = \{\mathbf{u} \in U : \mathbf{L}_f b(\mathbf{x}) + \mathbf{L}_g b(\mathbf{x})\mathbf{u} + \alpha(b(\mathbf{x})) \geq 0\}$$

对于任意相邻的航天器 i 和航天器 j ,定义二者间的距离为 $d_{ij} = \|\mathbf{p}_i - \mathbf{p}_j\|$ 。为满足避碰和连通性保持约束,需满足:

$$h_{\text{safe}} < d_{ij} < h_{\text{comm}} \quad (23)$$

式中: $h_{\text{safe}} > 0$ 是避碰的最小容许距离,且满足 $h_{\text{comm}} \geq h_{\text{safe}} \geq 2h_0$ 。

为了保证系统在编队飞行过程中满足避碰和连通性约束,需要设计零化障碍函数(ZBF)。

碰撞约束 ZBF:

$$h_{\text{col},ij} = d_{ij}^2 - h_{\text{safe}}^2 \quad (24)$$

若 $h_{\text{col},ij} \geq 0$,则成员航天器间将不会发生碰撞。

连通性保持约束 ZBF:

$$h_{\text{conn},ij} = h_{\text{comm}}^2 - d_{ij}^2, j \in N_i \quad (25)$$

若 $h_{\text{conn},ij} \geq 0$,则相邻航天器间的通信连接将不会发生割裂。

接下来,需要设计合适的控制策略 f_i ,使得由碰撞约束和连通性约束共同定义的安全集合 $S = \{\mathbf{p}_i | h_{\text{col},ij} \geq 0, h_{\text{conn},ij} \geq 0\}$ 对于系统是前向不变的。由于安全约束 $h_{\text{col},ij} \geq 0, h_{\text{conn},ij} \geq 0$ 相对于航天器动力学系统是二阶可微的,需引入高阶障碍函数来保证上述集合的前向不变性。

对于避碰约束,引入如下函数:

$$\begin{cases} \Psi_{ij,0} = h_{\text{col},ij} \\ \Psi_{ij,1} = \dot{\Psi}_{ij,0} + \alpha_{ij,1} \Psi_{ij,0} \\ \Psi_{ij,2} = \dot{\Psi}_{ij,1} + \alpha_{ij,2} \Psi_{ij,1} \end{cases} \quad (26)$$

相应的集合记为:

$$\begin{cases} C_{\text{col},i1}(t) = \{\mathbf{p}_i \in \mathbb{R}^3 | \Psi_{ij,0} \geq 0\} \\ C_{\text{col},i2}(t) = \{\mathbf{p}_i \in \mathbb{R}^3 | \Psi_{ij,1} \geq 0\} \end{cases} \quad (27)$$

基于文献[18]的分析,若存在常数 $\alpha_{ij,1}$ 和 $\alpha_{ij,2}$ 使得所有的 $(\mathbf{p}_i, t) \in C_{\text{col},i1}(t) \cap C_{\text{col},i2}(t) \times [t_0, \infty)$ 都有 $\Psi_{ij,2} \geq 0$,则集合 $C_{i1} \cap C_{i2} \times [t_0, \infty)$ 是前向不变的。结合公式(1),不等式 $\Psi_{ij,2} \geq 0$ 等价于:

$$2(\mathbf{p}_i - \mathbf{p}_j)^T \dot{\mathbf{v}}_i \geq -g_1 - \alpha_{ij,1}g_2 - \alpha_{ij,2}g_2 + g_3 - \alpha_{ij,1}\alpha_{ij,2}h_{\text{col},ij} \quad (28)$$

其中,

$$\begin{cases} g_1 = 2(\mathbf{v}_i - \mathbf{v}_j)^T(\mathbf{v}_i - \mathbf{v}_j) \\ g_2 = 2(\mathbf{p}_i - \mathbf{p}_j)^T(\mathbf{v}_i - \mathbf{v}_j) \\ g_3 = 2(\mathbf{p}_i - \mathbf{p}_j)^T \dot{\mathbf{v}}_j \end{cases}$$

对于连通性保持约束,引入如下函数:

$$\begin{cases} \Phi_{ij,0} = h_{\text{conn},ij} \\ \Phi_{ij,1} = \dot{\Phi}_{ij,0} + \beta_{ij,1} \Phi_{ij,0} \\ \Phi_{ij,2} = \dot{\Phi}_{ij,1} + \beta_{ij,2} \Phi_{ij,1} \end{cases} \quad (29)$$

相应的集合为:

$$\begin{cases} C_{\text{conn},i1}(t) = \{\mathbf{p}_i \in \mathbb{R}^3 | \Phi_{ij,0} \geq 0\} \\ C_{\text{conn},i2}(t) = \{\mathbf{p}_i \in \mathbb{R}^3 | \Phi_{ij,1} \geq 0\} \end{cases} \quad (30)$$

遵循相同的步骤, $\Phi_{ij,2} \geq 0$ 是保证集合 $C_{\text{conn},i1} \cap C_{\text{conn},i2} \times [t_0, \infty)$ 前向不变的必要条件,即连通性保持条件为:

$$-2(\mathbf{p}_i - \mathbf{p}_j)^T \dot{\mathbf{v}}_i \geq g_1 + \beta_{ij,1}g_2 + \beta_{ij,2}g_2 - g_3 - \beta_{ij,1}\beta_{ij,2}h_{\text{conn},ij} \quad (31)$$

其中,变量 g_1 、 g_2 、 g_3 的表达式同避碰约束。

2.3 基于二次规划的安全控制器设计

基于二次规划框架,将控制障碍函数(CBF)条

件表示的安全性约束和控制李雅普诺夫函数(CLF)条件表示的稳定性约束结合起来,通过求解二次规划问题,可以得到满足多目标控制要求的控制策略:

$$\mathbf{u}_i^* \arg \min_{\mathbf{u}_i} \left\{ \frac{1}{2} \mathbf{u}_i^T \mathbf{H}_i \mathbf{u}_i + \mathcal{F}_i^T \mathbf{u}_i \right\}$$

$$\text{s. t. } \begin{cases} -f_{\max,i} \leq \mathbf{f}_i \leq f_{\max,i} \\ L_{F_i} V_i + L_{G_i} V_i \mathbf{f}_i \leq -\gamma_i V_i + \delta_{f_i} \\ -\frac{2}{m_i} (\mathbf{p}_i - \mathbf{p}_j)^T \mathbf{f}_i - \delta_{\text{col},i} (g_2 + \alpha_{ij,1} h_{\text{col},ij}) \leq \\ -\frac{2}{m_i} (\mathbf{p}_i - \mathbf{p}_j)^T (\mathbf{C}_i \mathbf{v}_i + \mathbf{D}_i \mathbf{p}_i + \mathbf{n}_i) + g_1 + \alpha_{ij,1} g_2 - g_3 \\ \frac{2}{m_i} (\mathbf{p}_i - \mathbf{p}_j)^T \mathbf{f}_i + \delta_{\text{comm},i} (g_2 - \beta_{ij,1} h_{\text{comm},ij}) \leq \\ \frac{2}{m_i} (\mathbf{p}_i - \mathbf{p}_j)^T (\mathbf{C}_i \mathbf{v}_i + \mathbf{D}_i \mathbf{p}_i + \mathbf{n}_i) - g_1 - \beta_{ij,1} g_2 + g_3 \end{cases} \quad (32)$$

式中: $\mathbf{u}_i = [\mathbf{f}_i^T, \delta_{f_i}, \delta_{\text{col},i}, \delta_{\text{comm},i}]^T$; 常数 $\gamma_i > 0$; 松弛变量 $\delta_{f_i} \geq 0$;

$$\mathbf{H}_i = \begin{pmatrix} \frac{2}{m_i} I_3 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & q_1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & q_2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & q_3 \end{pmatrix}; \mathcal{F}_i = \begin{pmatrix} -\frac{2}{m_i} (\mathbf{C}_i \mathbf{v}_i + \mathbf{D}_i \mathbf{p}_i + \mathbf{n}_i) \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}.$$

定理 2 若集合 $\mathcal{F}_i = [-f_{\max,i}, f_{\max,i}]$ 非空,则对所有满足 $V_i > 0, \Psi_{ij,2} > 0$ 及 $\Phi_{ij,2} > 0$ 的参数,二次规划问题的解存在且唯一。

证明 选择任意 $\bar{\mathbf{f}}_i \in \mathcal{F}_i$ 且定义:

$$\bar{\delta}_{f_i} = L_{F_i} V_i + L_{G_i} V_i \bar{\mathbf{f}}_i + \gamma_i V_i \quad (33)$$

$$\bar{\delta}_{\text{col},i} = \frac{1}{g_2 + \alpha_{ij,1} h_{\text{col},ij}} \left(\frac{2}{m_i} (\mathbf{p}_i - \mathbf{p}_j)^T (\mathbf{C}_i \mathbf{v}_i + \mathbf{D}_i \mathbf{p}_i + \mathbf{n}_i) - g_1 - \alpha_{ij,1} g_2 + g_3 - \frac{2}{m_i} (\mathbf{p}_i - \mathbf{p}_j)^T \bar{\mathbf{f}}_i \right) \quad (34)$$

$$\bar{\delta}_{\text{comm},i} = \frac{1}{g_2 - \beta_{ij,1} h_{\text{comm},ij}} \left(\frac{2}{m_i} (\mathbf{p}_i - \mathbf{p}_j)^T (\mathbf{C}_i \mathbf{v}_i + \mathbf{D}_i \mathbf{p}_i + \mathbf{n}_i) - g_1 - \beta_{ij,1} g_2 + g_3 - \frac{2}{m_i} (\mathbf{p}_i - \mathbf{p}_j)^T \bar{\mathbf{f}}_i \right) \quad (35)$$

式中, $\bar{\mathbf{f}}_i, \bar{\delta}_{f_i}, \bar{\delta}_{\text{col},i}, \bar{\delta}_{\text{comm},i}$ 满足式(32)中的约束,因此若通过调整参数 $\gamma_i, \alpha_{ij,1}$ 和 $\beta_{ij,1}$ 使得 $\bar{\delta}_{f_i} > 0, \bar{\delta}_{\text{col},i} > 0, \bar{\delta}_{\text{comm},i} > 0$,则二次规划问题的解存在。由于式(30)是一个凸的二次规划问题,且可行集合是非空的,因而解是唯一的。

注释 2 如定理 2 所述,二次规划问题的可解性,取决于执行器输出上界 f_{\max} 能否满足由系统动态所决定的控制需求。当在控制输入边界范围内无法找到满足以下不等式的控制变量 $\bar{\mathbf{f}}_i$ 时,二次规划问题的可行域可能退化为空集,导致控制器失效。尽管定理 2 从理论上证明了可行解存在的充分条件,但受限于上述关系的复杂性,尚未建立 f_{\max} 与预定时间、避碰距离及控制参数之间的显式定量关系。从定性上分析,碰撞规避是硬约束,若在控制输入边界内无法找到可行解,可以通过减小 γ_i 的值、减小松弛因子 δ_{f_i} 的权重或增加预设定的收敛时间来放松对控制稳定性的约束,以便得到可行解。

$$\bar{\mathbf{f}}_i = \begin{cases} L_{F_i} V_i + L_{G_i} V_i \bar{\mathbf{f}}_i + \gamma_i V_i \geq 0 \\ \frac{1}{g_2 + \alpha_{ij,1} h_{\text{col},ij}} \left(\frac{2}{m_i} (\mathbf{p}_i - \mathbf{p}_j)^T (\mathbf{C}_i \mathbf{v}_i + \mathbf{D}_i \mathbf{p}_i + \mathbf{n}_i) - g_1 - \alpha_{ij,1} g_2 + g_3 - \frac{2}{m_i} (\mathbf{p}_i - \mathbf{p}_j)^T \bar{\mathbf{f}}_i \right) \geq 0 \\ \frac{1}{g_2 - \beta_{ij,1} h_{\text{comm},ij}} \left(\frac{2}{m_i} (\mathbf{p}_i - \mathbf{p}_j)^T (\mathbf{C}_i \mathbf{v}_i + \mathbf{D}_i \mathbf{p}_i + \mathbf{n}_i) - g_1 - \beta_{ij,1} g_2 + g_3 - \frac{2}{m_i} (\mathbf{p}_i - \mathbf{p}_j)^T \bar{\mathbf{f}}_i \right) \geq 0 \end{cases} \quad (36)$$

定理 3 若将二次规划问题的解记作 $\mathbf{u}_i^* = [\mathbf{f}_i^*, \delta_{f_i}^*, \delta_{\text{col},i}^*, \delta_{\text{comm},i}^*]$,且对于所有 $\mathbf{p}_i \in \text{Int}(C(t))$,其中 $C(t) = \{\mathbf{p}_i \in \mathbb{R}^3 \mid \Phi_{ij,2} \geq 0, \Psi_{ij,2} \geq 0\}$,均有 $\delta_{f_i}^* \geq 0$,那么控制律 $\mathbf{f}_i = \mathbf{f}_i^*$ 可确保编队跟踪误差 \mathbf{e}_i 在预设时间内从任意初始状态 $\mathbf{p}_i(0) \in \text{Int}(C(t))$ 收敛到平衡点。

证明 根据李雅普诺夫稳定性理论,若变量 $\delta_{f_i}^* \geq 0$,则系统(14)具有一致毕竟有界性。这一性质表明,系统变量 $\xi_i(t) = [\xi_i^T(t), \mathbf{e}_{ii}^T(t)]^T$ 的有界性可直接推导出变量 $\xi_i(t)$ 的有界性。结合 2.1 小节的理论分析,当变量 $\xi_i(t)$ 保持有界时,编队误差 $\mathbf{e}_i(t)$ 将严格遵循预设性能边界演化,并能在预先设定的时间内收敛至稳态域。另外,根据 2.2 小节的理论分析,二次规划问题中控制障碍函数约束将保证集合 $C(t)$ 是前向不变的,因而在最优控制律 \mathbf{f}_i^* 的作用下,系统状态将始终在安全集合 $C(t)$ 内演化。综上所述,求解二次规划问题得到的控制策略可确保航天器编队系统在预定时间内实现期望编队构型,同时满足避碰、连通性保持以及执行机构饱和约束。

注释 3 虽然文中定义的编队跟踪误差 \mathbf{e}_i 是全局的,即对于任意初始跟踪误差 $\mathbf{e}_i(0)$,只要执行器饱和和约束可行(即二次规划问题有解),预定时间性能函数和误差转换技术可保证 $\mathbf{e}_i(0)$ 在 $t \leq T$ 时进入预设稳态区域,且不受初始误差幅值的影响。但是对

于编队安全问题来讲,只有编队初始状态满足 $h_{safe} < d_{ij}(0) < h_{comm}$, 通过高阶控制障碍函数约束的前向不变性,系统才能始终保持安全。综上所述,整个编队系统是半全局稳定的。

3 仿真分析

对提出的领航-跟随编队跟踪控制策略的有效性进行仿真验证。假设编队系统由一个领航者和 4 个跟随者构成,通信拓扑图如图 2 所示,则其对应的邻接矩阵为

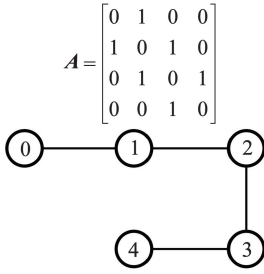


图 2 通信拓扑

Fig. 2 Communication topology

假设虚拟领航者在近地椭圆轨道上运行,轨道参数为:半长轴 $a_c = 7\ 178\text{ km}$, 偏心率 $e_c = 0.01$, 初始真近点角 $\theta(0) = 0\text{ rad}$, 地球的引力参数 $\mu = 3.986 \times 10^{14}\text{ m}^3/\text{s}^2$; 跟随航天器参数:质量 $m_i = 100\text{ kg}$, 安全距离 $h_{safe} = 20\text{ m}$, 最大的通信范围 $h_{comm} = 80\text{ m}$; 4 个跟随航天器的初始位置为:

$$\begin{aligned} p_1(0) &= [20, -20\sqrt{3}, 10\sqrt{2}]^T\text{ m}, \\ p_2(0) &= [-15\sqrt{2}, -30\sqrt{3}, 40]^T\text{ m}, \\ p_3(0) &= [-10\sqrt{3}, -20\sqrt{2}, 20]^T\text{ m}, \\ p_4(0) &= [10, -10, -15\sqrt{2}]^T\text{ m}; \end{aligned}$$

初始速度 $v_i(0) = [0, 0, 0]^T\text{ m/s}$;

跟随航天器相对于领航者的位置为:

$$\begin{aligned} \Delta_1 &= [100, -50, 0]^T\text{ m}, \quad \Delta_2 = [50, 0, 0]^T\text{ m}, \\ \Delta_3 &= [30, -50, 0]^T\text{ m}, \quad \Delta_4 = [50, -70, 0]^T\text{ m}; \end{aligned}$$

期望的跟踪轨迹 $y_r = [0.1t, -0.1t, 0]^T\text{ m}$; 预设性能函数的参数选取为:

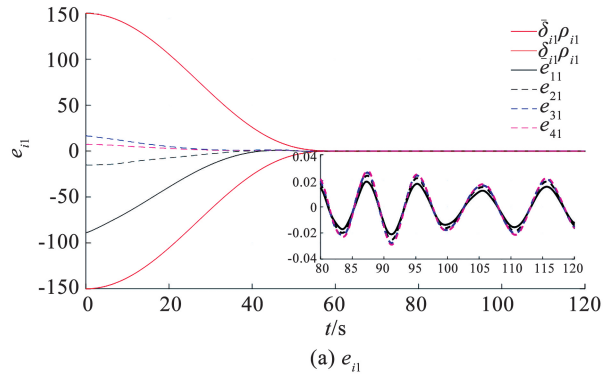
$$\begin{aligned} \rho_{i0} &= [150, 150, 82.5]^T, \quad \rho_{i\infty} = [0.2, 0.2, 0.2]^T, \\ \bar{\delta}_i &= [1, 1, 1]^T, \quad \underline{\delta}_i = [1, 1, 1]^T, \quad T_f = 60\text{ s}; \end{aligned}$$

控制器参数为:

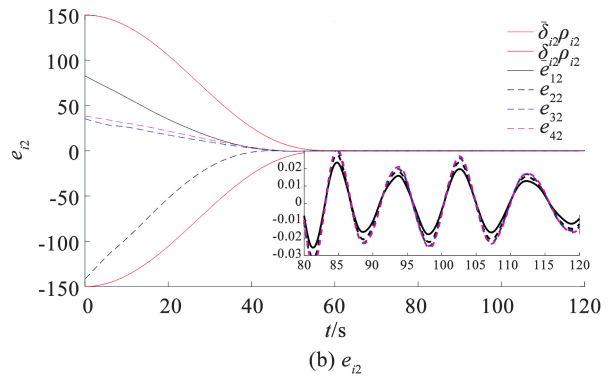
$$A_i = \text{diag}([10, 10, 10]), \gamma_i = 10, \alpha_{ij,1} = \beta_{ij,1} = 10.$$

图 3 为编队协同跟踪误差 e_i 的 3 个分量随时间变化的动态特性曲线。由图可知,所有的误差分量均在预设时间 $T = 60\text{ s}$ 内快速收敛到指定的稳态集合范围内;误差演化轨迹严格处于预设性能包络边界内,无超调现象,满足瞬态指标;收敛后误差稳

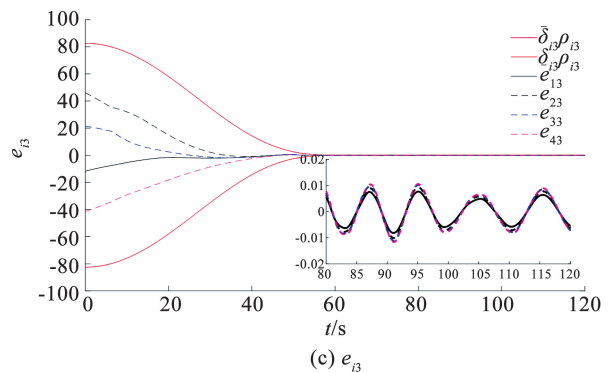
定维持在 3 cm 以内,验证了控制系统的稳态精度。图 4 为 4 个跟随航天器的控制输入曲线,结果表明,所有控制输入均严格保持在执行机构的最大输出范围 ($|f_{ik}| \leq f_{max}$) 内,未出现饱和现象;各航天器控制信号连续平滑,无高频抖振。图 5 为编队系统演化过程中成员航天器间的相对距离变化曲线。由图可知,在整个队形形成和跟踪过程中,任意两个航天器间的最小距离始终满足 $d_{ij} > h_{safe}$, 且距离曲线平滑变化,无突变现象,表明避碰控制策略具有良好的稳定性。另外,具有通信需求的相邻航天器间的距离始终维持在 $h_{comm} = 80\text{ m}$ 范围内,通信拓扑结构在整个任务过程中保持稳定连接,未出现通信中断情况。综上所述,所构建的协同控制策略能够保证编队系统在同时满足连通性保持、避碰和执行机构饱和限制的多重约束下,仍能够保证编队整体的跟踪性能。



(a) e_{i1}



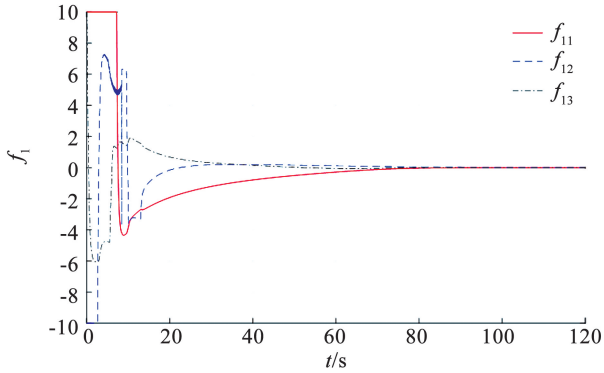
(b) e_{i2}



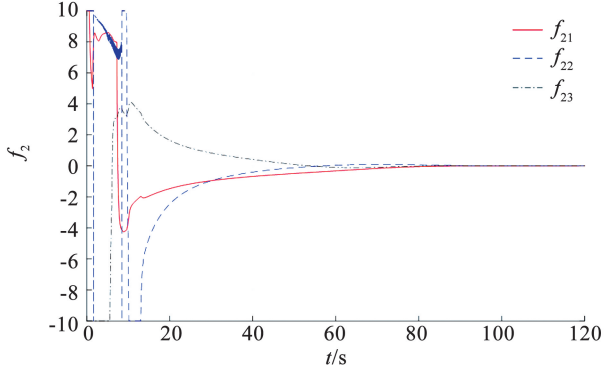
(c) e_{i3}

图 3 编队协同跟踪误差的响应曲线

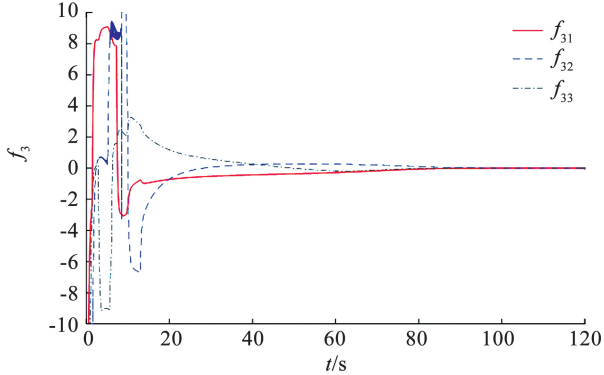
Fig. 3 Response curve of formation cooperative tracking error



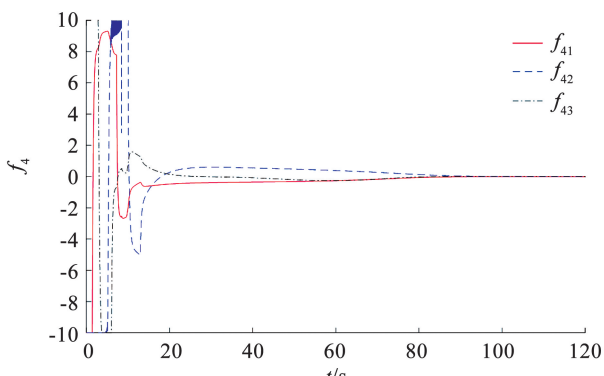
(a) 航天器1的控制输入 f_1



(b) 航天器2的控制输入 f_2



(c) 航天器3的控制输入 f_3



(d) 航天器4的控制输入 f_4

图4 4个跟随航天器的控制输入

Fig. 4 Control inputs of the four follower spacecraft

为了凸显所提控制策略的优势,选取文献[23]的研究成果进行仿真对比。该文献结合传统性能函数、滑模控制技术及人工势场函数完成多航天器无碰撞协同跟踪控制任务,所选取的性能函数为

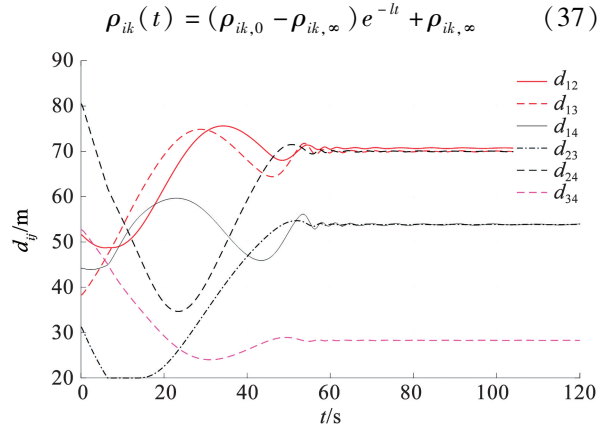
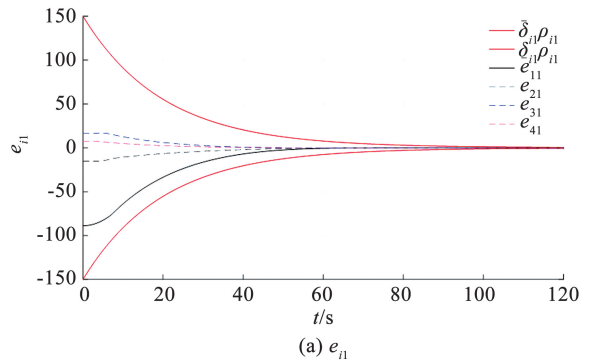


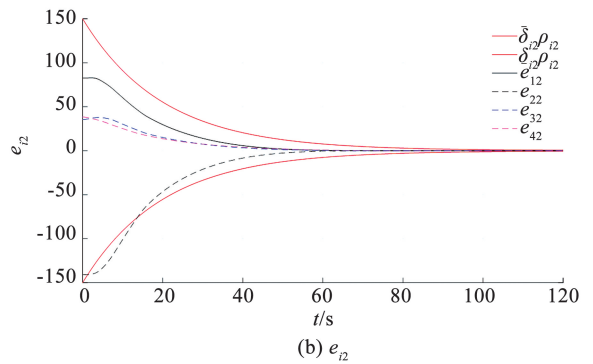
图5 成员航天器间的距离

Fig. 5 Distance between the follower spacecraft

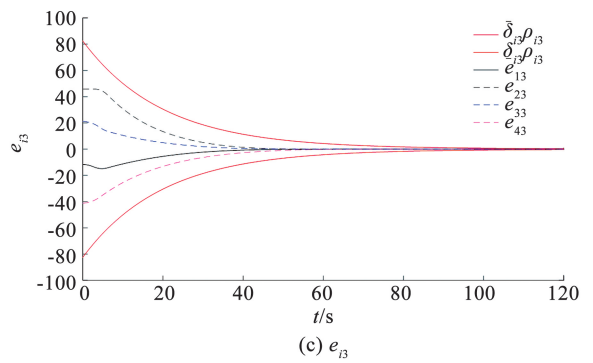
为了保证对比的公正性,将该性能函数中的参数 l 的值确定为 $l=0.05$, 以保证编队系统在两种控制策略作用下的收敛时间大致相同。图6为文献[23]策略下的编队跟踪误差曲线。



(a) e_{11}



(b) e_{12}

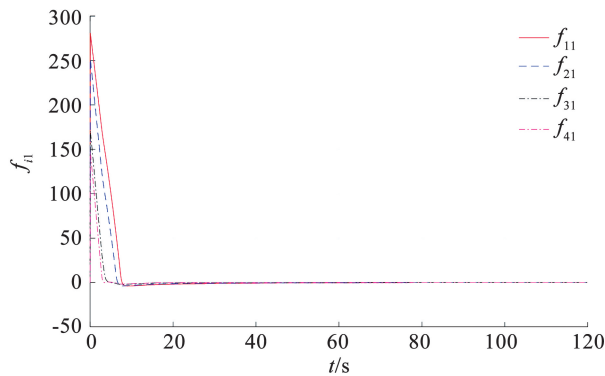


(c) e_{13}

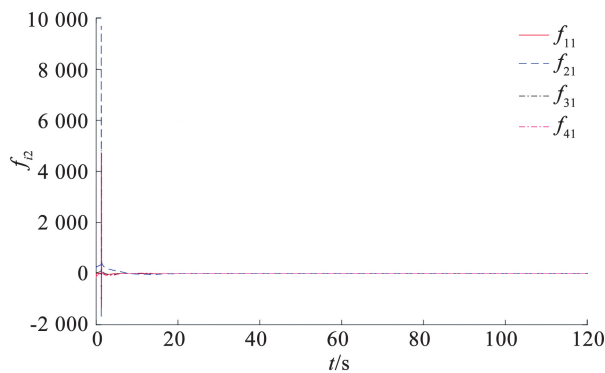
图6 文献[23]提出控制策略下的编队跟踪误差

Fig. 6 Response curve of the formation tracking error under the control scheme in [23]

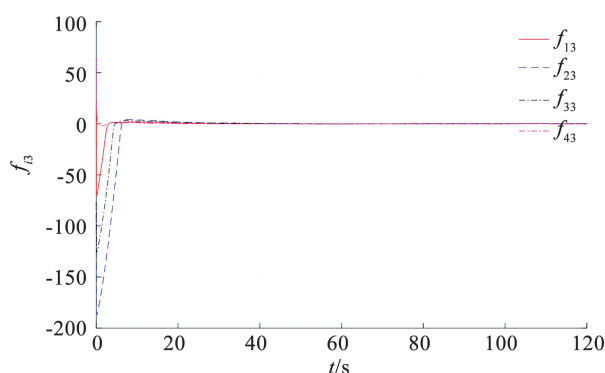
图 7 为对应的控制输入曲线。由图 6 可知,虽然编队跟踪误差在 $t = 60$ s 左右收敛到平衡点附近,但是需要多次调整收敛速度。另外,编队跟踪误差的第二个分量 e_{i2} 在初始阶段超出了性能包络,会导致控制输入奇异(见图 7(b))。由图 7 可知,其所需的控制输入幅值远大于本文所提出的控制策略,这是由于文献[23]在编队控制策略设计过程中未考虑控制输入饱和问题。综上,本文策略在多约束下的多航天器编队协同控制中展现出卓越的性能。



(a) 4个航天器的控制输入的第一个分量 f_{i1}



(b) 4个航天器的控制输入的第二个分量 f_{i2}



(c) 4个航天器的控制输入的第三个分量 f_{i3}

图 7 4个跟随航天器的控制输入

Fig. 7 Control inputs of the four follower spacecraft

4 结 论

1) 针对复杂约束下(碰撞避免、感知范围有限及执行机构饱和)的多航天器编队跟踪问题,本文提出了一种新型的预定时间保性能控制框架。该框

架能在给定时间内确保系统稳定收敛,并可以满足各项性能约束。

2) 构建的控制李雅普诺夫函数条件,保证了编队协同跟踪误差的预定时间收敛性及预设精度。同时,约束了瞬态响应特性。

3) 通过构建一个二次规划框架,在执行机构饱和和约束条件下实现了预定时间收敛、碰撞避免及连通性保持的多目标优化。

4) 仿真结果验证了该方法的有效性:在 60 s 内实现误差收敛(稳态误差 < 3 cm),控制输入无饱和,航天器间无碰撞且通信连通。

后续研究将进一步考虑空间碎片等动态障碍物的规避问题,提升编队系统在复杂空间环境下的适应性。

参 考 文 献

- [1] 周稼康, 胡庆雷, 马广福, 等. 基于一致性算法的卫星编队姿轨耦合的协同控制[J]. 系统工程与电子技术, 2011, 33(4): 825. ZHOU Jiakang, HU Qinglei, MA Guangfu, et al. Cooperative attitude and translation control of satellite formation flying using consensus algorithm[J]. Systems Engineering and Electronics, 2011, 33(4): 825. DOI: 10.3969/j.issn.1001-506X.2011.04.23
- [2] RAN D, CHEN X, MISRA A. Finite time coordinated formation control for spacecraft formation flying under directed communication topology[J]. Acta Astronautica, 2017, 136: 125. DOI: 10.1016/j.actaastro.2017.01.010
- [3] ZHANG C, WANG J, ZHANG D, et al. Fault-tolerant adaptive finite-time attitude synchronization and tracking control for multi-spacecraft formation[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 73: 197. DOI: 10.1016/j.ast.2017.12.004
- [4] ZHANG J, XIA H, MA G. Fixed-time coordinated attitude control for spacecraft formation flying via event-triggered and delayed communication[J]. Advances in Space Research, 2024, 73(12): 6140. DOI: 10.1016/j.asr.2024.03.020
- [5] WANG Z, HU W. Fixed-time coordination control for 6-DOF attitude-orbit coupled spacecraft formation flying[J]. Advances in Space Research, 2024, 74(4): 1950. DOI: 10.1016/j.asr.2024.05.042
- [6] 许闯, 吴宝林. 输入饱和和下多航天器分布式固定时间输出反馈姿态协同控制[J]. 航空学报, 2023, 44(10): 327465. XU Chuang, WU Baolin. Distributed fixed-time output-feedback attitude consensus control for multiple spacecraft with input saturation[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2023, 44(10): 327465. DOI: 10.7527/S1000-6893.2022.27465
- [7] 朱金钊, 张志广, 魏才盛. 多航天器系统分布式姿态协同预设性能控制[J]. 飞控与探测, 2024, 7(4): 43. ZHU Jinzhao, ZHANG Zhiguang, WEI Caisheng. Distributed attitude cooperative prescribed performance control for multi-spacecraft systems[J]. Flight Control & Detection, 2024, 7(4): 43. DOI: 10.19526/j.issn.2096-5974.2024.04.05
- [8] XU C, ZELAZO D, WU B. Distributed prescribed-time coordinated control of spacecraft formation flying under input saturation[J]. Advances in Space Research, 2024, 74(5): 2302. DOI: 10.1016/j.asr.2024.05.077

- [9]李文静,刘成胜,浦爱香,等.基于旋转矩阵的预设时间航天器编队姿态协同控制[J].导航定位与授时,2023,10(5):63
LI Wenjing, LIU Chengsheng, PU Aixiang, et al. Rotation matrix-based prescribed-time attitude cooperative control for spacecraft formation[J]. Navigation Positioning and Timing, 2023, 10(5): 63. DOI: 10.19306/j.cnki.2095-8110.2023.05.007
- [10]VUTUKURI S, PADHI R. Robust adaptive predefined time prescribed performance attitude control for spacecraft[J]. Control Engineering Practice, 2025, 157: 106271. DOI: 10.1016/j.conengprac.2025.106271
- [11]SHI X N, ZHOU D, CHEN X, et al. Actor-critic-based predefined-time control for spacecraft attitude formation system with guaranteeing prescribed performance[J]. Aerospace Science and Technology, 2021, 117: 106898. DOI: 10.1016/j.ast.2021.106898
- [12]刘岩,曹璐,秦开宇,等.分布式航天器编队约定时间姿轨耦合协同控制[J].控制理论与应用,2024,41(5):829
LIU Yan, CAO Lu, QIN Kaiyu, et al. Appointed-time attitude-orbit coupling control for distributed spacecraft formation[J]. Control Theory & Application, 2024, 41(5): 829. DOI: 10.7641/CTA.2023.20595
- [13]LIU X, MENG Z, YOU Z. Adaptive collision-free formation control for underactuated spacecraft[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 79: 223. DOI: 10.1016/j.ast.2018.05.040
- [14]RENEVEY S, SPENCER D. Establishment and control of spacecraft formations using artificial potential functions[J]. Acta Astronautica, 2019, 162: 314. DOI: 10.1016/j.actaastro.2019.06.024
- [15]JIA Q, GUI Y, WU Y, et al. Disturbance observer-based performance guaranteed fault-tolerant control for multi-spacecraft formation reconfiguration with collision avoidance[J]. Aerospace Science and Technology, 2023, 133: 108099. DOI: 10.1016/j.ast.2022.108099
- [16]ZHUANG M, TAN L, LI K, et al. Fixed-time position coordinated tracking control for spacecraft formation flying with collision avoidance[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2021, 34(11): 182. DOI: 10.1016/j.cja.2020.12.024
- [17]WANG X, LI Y, ZHANG X, et al. Model predictive control for close-proximity maneuvering of spacecraft with adaptive convexification of collision avoidance constraints[J]. Advances in Space Research, 2023, 71(1): 477. DOI: 10.1016/j.asr.2022.08.089
- [18]RADICE G, THANGAVEL S. Advanced spacecraft formation flying: Integrating MPC, fixed-time control, and communication network strategies[J]. Advances in Space Research, 2025, 75(7): 5781. DOI: 10.1016/j.asr.2025.01.040
- [19]XUE X, YUE X, YUAN J. Connectivity preservation and collision avoidance control for spacecraft formation flying in the presence of multiple obstacles[J]. Advances in Space Research, 2021, 67: 3504. DOI: 10.1016/j.asr.2020.05.036
- [20]SHI X N, ZHOU D, ZHOU Z G. Reinforcement-learning-based predefined-time relative orbit-attitude control for spacecraft formation flying with connectivity preserving[J]. International Journal of Control, 2023, 97(10): 2298. DOI: 10.1080/00207179.2023.2267686
- [21]WEI C, WU X, XIAO B, et al. Adaptive leader-following performance guaranteed formation control for multiple spacecraft with collision avoidance and connectivity assurance[J]. Aerospace Science and Technology, 2022, 120: 107266. DOI: 10.1016/j.ast.2021.107266
- [22]XIAO W, BELTA C. Control barrier functions for systems with high relative degree[C]// IEEE Conference on Decision and Control, Nice, France, Dec11-13, 2019, 474. DOI: 10.1109/CDC40024.2019.9029455
- [23]JIA Q, SHU R, YU D, et al. Neural network-based prescribed performance control for spacecraft formation reconfiguration with collision avoidance[J]. Journal of the Franklin Institute, 2025, 362: 107395. DOI: 10.1016/j.jfranklin.2024.107395

(编辑 丁晓清)

封面图片说明

封面图片来自本期论文“航天器预定时间避碰编队跟踪的CBF控制策略”,是多航天器编队协同控制的核心机制与约束满足示意图。图中清晰呈现领航-跟随编队构型、航天器间安全距离管控边界及通信拓扑连通性网络,展现了对地观测任务的高精度演化,精准模拟了空间系统在有限感知、执行机构饱和及安全避碰等多重严苛约束下的动力学特性。该研究通过引入控制障碍函数(CBF),创新性地破解了收敛时间预设与避碰约束满足之间的非线性耦合难题,实现了编队形态在预定时间内的精确收敛与稳态保持。这一策略为深空探测及高轨服务等具备严苛时间窗口的任务提供了高可靠、高安全的自主控制方案,标志着分布式空间系统在全自主协同与空间安全防御领域取得了重要技术突破。

(图文提供:任丹梅,周菡,李昂,史晓宁。南京理工大学紫金学院智能控制学院,江苏科技大学自动化学院,哈尔滨工业大学航天学院)